地面颤振试验系统气动插值点优化配置方法研究

黎伟明，宋巧治，刘继军

（中国飞机强度研究所第二研究室，710065 西安）

摘 要：地面颤振试验（ground flutter test，GFT）系统采用少量激振器模拟连续分布气动力，为实现气动插值点的缩聚，推导了地面颤振试验系统的控制方程，对比了GFT系统和原颤振系统控制方程在广义力项区别，定义了激/测振点位置优化的目标函数；为了提高插值精度，充分利用结构振动已知信息，提出了虚拟激/测振点技术；采用分群粒子群算法兼顾局部寻优和全局寻优，搭建优化流程，对插值点进行优化配置。基于平板机翼开展了GFT系统激/测振点位置优化计算，构建了地面集中气动力并进行了颤振特性测试试验。试验结果表明，本研究提出的方法精度较高，满足地面颤振试验的需求。

关键词：气动弹性；地面颤振试验；广义气动力；激振点；优化方法

中图分类号：V215　　　　**文献标志码：**A

Sensor and shaker locations optimization of the ground flutter test system

LI Weiming，SONG Qiaozhi，LIU Jijun

（The Second Department，Aircraft Strength Research Institute of China，710065 Xi'an， China）

Abstract：The ground flutter test（GFT）system is the testing equipment which simulates the continuously distributed aerodynamic force with a small number of shakers. To realize the polycondensation of aerodynamic-force interpolating point，the GFT's control equation is derived and the generalized-aerodynamic-force difference between the GFT system and the original flutter system is showed. Based on the equivalence of generalized aerodynamic force， the objective function about sensor and shaker locations optimization is defined. The method proposed to improve the interpolation accuracy of the mode of vibration is named virtual sensor-shaker technology. Multi-Swarm Particle Swarm Optimization Algorithm（MSPSO）is used to establish the optimization process，which has a good performance to moderate the contradiction of global searching ability and local searching ability. The GFT about a plate wing case was carried out， in which the sensor and shaker locations were optimized with the method proposed in this paper. The test results verified that the accuracy of the optimization method is high enough for the GFT.

Key words：aeroelasticity；ground flutter test；generalized aerodynamic force；shaker point；optimization algorithm

---

收稿日期：2022-04-18　　　　**修回日期：**2022-05-07

基金项目：工业和信息化部民用飞机专项科研资助项目（No. MJ-2017-F15）

通信作者：黎伟明，工程师。E-mail：lwmstr@163.com

引用格式：黎伟明，宋巧治，刘继军. 地面颤振试验系统气动插值点优化配置方法研究［J］. 应用力学学报，2022，39（3）：445-451.

LI Weiming，SONG Qiaozhi，LIU Jijun. Sensor and shaker locations optimization of the ground flutter test system［J］. Chinese journal of applied mechanics，2022，39（3）：445-451.

飞行器地面颤振试验(ground flutter test,GFT)技术是一项利用集中力模拟连续分布气动力,在地面进行颤振测试的全新前沿技术。该技术在地面振动试验基础上发展而来,其原理是通过布置的传感器(加速度、速度和位移)测试结构的振动响应,通过提前重构的气动力模型进行气动力实时计算,并利用激振器将等效气动力加载至结构上,从而模拟结构的颤振特性,实现颤振边界的测试和验证,具体如图 1 所示[1]。

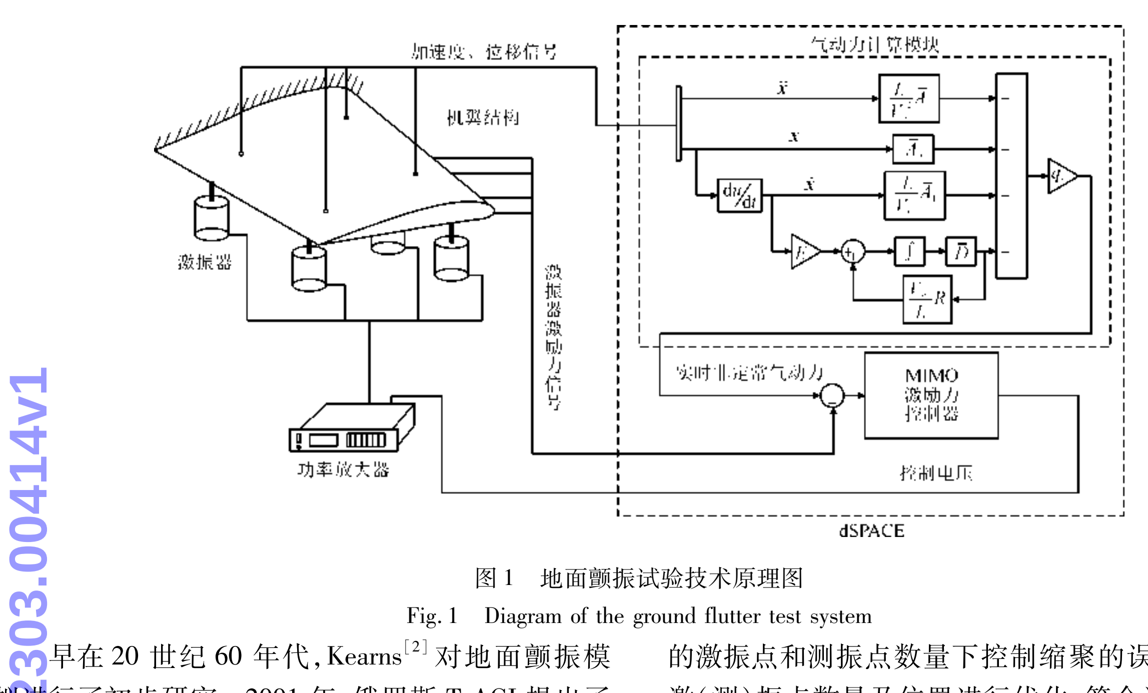


图 1　地面颤振试验技术原理图

Fig. 1　Diagram of the ground flutter test system

早在 20 世纪 60 年代,Kearns[2] 对地面颤振模拟进行了初步研究。2001 年,俄罗斯 TsAGI 提出了 EMM(电动机械模拟)技术,计算机根据实时测得的结构振动信息实时计算气动力,并通过激振器加载到结构上,实现了水平尾翼的地面颤振模拟[3]。2011 年,美国 ZONA 公司 Zeng 等[4-5] 提出了干风洞的思想,文中对激/测振点位置进行了优化配置,并引入 MIMO 控制器对力加载进行控制,实现了对矩形平板机翼的地面颤振模拟。20 世纪 80 年代,国内的潘树祥等[6] 开展了用地面共振方法进行热颤振试验的研究,当时采用的是模拟计算机控制,对超音速非定常气动力的模拟采用活塞理论计算,并直接简化到机翼的 6 个气动分区,用 6 个激振器来施加模拟的气动力。北京航空航天大学许云涛等[7] 开展了地面颤振试验中的非定常气动力模拟研究,文中采用广义力相等的方法对缩减的气动力加载位置进行优化,并进行了颤振时域仿真计算。

地面颤振试验的核心关键是获得气动插值点的位置,并在此基础上建立非定常气动力的重构模型[8]。气动插值点包括测振点和激振点,两者分别对应着颤振分析对象的连续弹性变形离散缩减以及连续分布气动力的离散缩减,该过程会引起弹性变形测量和气动力加载的原始误差,因此为了在少量的激振点和测振点数量下控制缩聚的误差,需要对激(测)振点数量及位置进行优化,符合误差要求的激(测)振点是地面颤振试验的后续实施前提[9]。

当前,激振点和测振点优化目标定义方式主要有两种[10-11]:一种是直接以颤振速度和颤振频率为优化目标;另一种以广义气动力相等为优化目标。第一种方法相比第二种方法,目标直接明了,但是计算量较大,且由于缺少对系统进行内在的机理分析,系统颤振分支可能发生变化,同时与地面颤振试验测试颤振边界的目标相悖;以广义气动力为优化目标的方法,优化计算量小,需要对系统的颤振机理进行分析,选取振型为优化目标,并依据颤振参与量对振型进行加权处理[8],能够保证颤振机理的一致性。本研究通过推导 GFT 系统的颤振方程,阐明了基于广义力相等的激/测振点优化技术理论原理,提出了虚拟激/测振点技术,减少了激/测振点个数,提高了气动力缩减的精度,并基于机翼模型开展了气动力模型仿真与试验测试,证明了本研究方法的有效性。

1　地面颤振系统控制方程推导

测试对象气动外形发生变形时,GFT 系统受到结构惯性力、结构弹性力、激振器实时激振力作用,

在有限元节点自由度集 $\boldsymbol{x}$ 下的时域颤振控制方程可以写为[12-14]

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{K}\boldsymbol{x}-\boldsymbol{f}_{ex}=0 \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{M}$、$\boldsymbol{K}$ 分别为质量矩阵、刚度矩阵；$\boldsymbol{x}$ 为有限元节点自由度集；$\boldsymbol{f}_{ex}$ 为与 $\boldsymbol{f}_e$ 等效的 $\boldsymbol{x}$ 自由度集下的力。由虚功相等原理可得关系式 $\boldsymbol{f}_{ex}=\boldsymbol{G}_{xe}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_e$，代入式(1)可得

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{K}\boldsymbol{x}-\boldsymbol{G}_{xe}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_e=0 \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{f}_e$ 为激振点自由度集 $\boldsymbol{e}$ 下的激振力；$\boldsymbol{G}_{xe}$ 为 $\boldsymbol{x}$ 自由度集到 $\boldsymbol{e}$ 自由度集的样条插值矩阵。假定空气动力网格中心点的自由度集为 $\boldsymbol{a}$，对应的气动力向量为 $\boldsymbol{f}_a$，缩减得到激振力 $\boldsymbol{f}_e$，代入式(2)得

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{K}\boldsymbol{x}-\boldsymbol{G}_{xe}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}_{ea}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_a=0 \tag{3}$$

基于小扰动假设，时域气动力 $\boldsymbol{f}_a$ 的表达式为

$$\boldsymbol{f}_a(t)=\int_0^t q_\infty\left[\boldsymbol{H}\left(\frac{V}{L}(t-\tau)\right)\right]\boldsymbol{a}(\tau)\mathrm{d}\tau \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{H}$ 为气动力传递函数；q_∞ 为无限来流动压；L、V 分别为参考长度(取参考弦长的一半)和无限来流速度；代入式(3)并作拉普拉斯变换得

$$s^2\boldsymbol{M}\boldsymbol{x}(s)+\boldsymbol{K}\boldsymbol{x}(s)-q_\infty\boldsymbol{G}_{xe}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}_{ea}^{\mathrm{T}}\left[\bar{\boldsymbol{H}}\left(\frac{sL}{V}\right)\right]\boldsymbol{a}(s)=0 \tag{5}$$

引入模态坐标 $\boldsymbol{q}$ 和结构模态振型矩阵 $\boldsymbol{\phi}_x$、$\boldsymbol{\phi}_a$，由模态叠加原理有 $\boldsymbol{x}=\boldsymbol{\phi}_x\boldsymbol{q}$，$\boldsymbol{a}=\boldsymbol{\phi}_a\boldsymbol{q}$，代入式(5)并左乘 $\boldsymbol{\phi}_x^{\mathrm{T}}$ 得

$$\left\{s^2\bar{\boldsymbol{M}}+\bar{\boldsymbol{K}}-q_\infty\boldsymbol{\phi}_x^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}_{xe}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}_{ea}^{\mathrm{T}}\left[\bar{\boldsymbol{H}}\left(\frac{sL}{V}\right)\right]\boldsymbol{\phi}_a\right\}\boldsymbol{q}(s)=0 \tag{6}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{M}}$ 和 $\bar{\boldsymbol{K}}$ 分别为广义质量矩阵和广义刚度矩阵。引入关系式 $\boldsymbol{\phi}_x=\boldsymbol{G}_{ax}\boldsymbol{\phi}_a$，$\boldsymbol{G}_{ae}=\boldsymbol{G}_{xe}\boldsymbol{G}_{ax}$，式(6)继续可以写为

$$\left\{s^2\bar{\boldsymbol{M}}+\bar{\boldsymbol{K}}-q_\infty\boldsymbol{\phi}_a^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}_{ae}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}_{ea}^{\mathrm{T}}\left[\bar{\boldsymbol{H}}\left(\frac{sL}{V}\right)\right]\boldsymbol{\phi}_a\right\}\boldsymbol{q}(s)=0 \tag{7}$$

上式即为假设结构变形准确测得，并只考虑由分布气动力缩减到有限个激振力情况下的 GFT 系统颤振控制方程。实际上，基于有限个测点测得的变形也是存在误差的，测点位置构成 $\boldsymbol{c}$ 自由度集变形为 $\boldsymbol{c}$，则由测点测得的带误差的变形为 $\boldsymbol{a}'=\boldsymbol{G}_{ca}\boldsymbol{c}$，$\boldsymbol{c}=\boldsymbol{G}_{ac}\boldsymbol{a}$，代入式(7)可得考虑结构变形插值误差的完整 GFT 系统颤振控制方程，即

$$\left\{s^2\bar{\boldsymbol{M}}+\bar{\boldsymbol{K}}-q_\infty\boldsymbol{\phi}_a^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}_{ae}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{G}_{ea}^{\mathrm{T}}\left[\bar{\boldsymbol{H}}\left(\frac{sL}{V}\right)\right]\boldsymbol{G}_{ca}\boldsymbol{G}_{ac}\boldsymbol{\phi}_a\right\}\boldsymbol{q}(s)=0 \tag{8}$$

为了和颤振系统的颤振方程进行比较，给出颤振系统的颤振方程，即

$$\left\{s^2\bar{\boldsymbol{M}}+\bar{\boldsymbol{K}}-q_\infty\boldsymbol{\phi}_a^{\mathrm{T}}\left[\bar{\boldsymbol{H}}\left(\frac{sL}{V}\right)\right]\boldsymbol{\phi}_a\right\}\boldsymbol{q}(s)=0 \tag{9}$$

可见两者的差别在于广义气动力项上。相较于颤振系统，DWT 系统的颤振方程的空气动力转换矩阵 $\bar{\boldsymbol{H}}(sL/V)$ 分别左乘了 $(\boldsymbol{G}_{ea}\boldsymbol{G}_{ae})^{\mathrm{T}}$、右乘了 $\boldsymbol{G}_{ca}\boldsymbol{G}_{ac}$。这两项分别对应力减缩和振型扩充引入的，通过激振点和测振点位置优化，让两者广义气动力差别减小，就是基于广义气动力相等的激/测振点位置优化技术。

2 优化目标函数定义

由式(7)可知，在不考虑变形测试误差的情况下，为了使广义气动力相等，则有

$$\boldsymbol{\phi}_a=\boldsymbol{G}_{ea}\boldsymbol{G}_{ae}\boldsymbol{\phi}_a \tag{10}$$

上式的物理意义是：将激振点自由度表示的振型插值到气动网格节点自由度时，得到的振型和原气动网格节点自由度下的振型一致，即激振点构成的自由度可以准确地表示原系统的振型。

如果激振点构成的自由度能够准确表示某一阶振型，则 GFT 系统模拟的该阶振型广义力是准确的，各阶模态振型误差对广义力的影响是相互解耦的。对于颤振系统而言，对颤振贡献度较大的主要为低阶模态，因此只要插值点能够准确表示低阶模态的阵型，则得到的颤振边界就与原始颤振边界接近。为了对激振点分布进行优化，首先需要对原系统进行传统的频域内颤振分析，确定系统的第一颤振分支的主耦合振型，选取主耦合振型以及其它贡献量较大的振型作为优化目标振型，形成振型矩阵 $\boldsymbol{\phi}_a$，计算如下目标函数。

$$f_{\mathrm{obj,min}}=\frac{\|\boldsymbol{G}_{ea}\boldsymbol{\phi}_e-\boldsymbol{\phi}_a\|}{\|\boldsymbol{\phi}_a\|}=\frac{\|\boldsymbol{\phi}_a'-\boldsymbol{\phi}_a\|}{\|\boldsymbol{\phi}_a\|} \tag{11}$$

展开写成

$$f_{\mathrm{obj,min}}=\frac{\sqrt{\sum_j\sum_i(\phi_{aij}'-\phi_{aij})^2}}{\sqrt{\sum_j\sum_i\phi_{aij}^2}} \tag{12}$$

目标振型加权，由于选取的目标振型中，主耦合振型的插值精度是需要优先保证的，因此需要对所选取的目标振型进行加权处理，重要的振型分配大的权重系数。加权后的目标函数为

$$f_{\text{obj,min}} = \frac{\sqrt{\sum_j \sum_i \omega_j (\phi'_{aij} - \phi_{aij})^2}}{\sqrt{\sum_j \sum_i \phi^2_{aij}}} \tag{13}$$

测振点的目的是准确测出结构的变形，由式(8)可知，为了使广义力相等，则有

$$\boldsymbol{\phi}_a = \boldsymbol{G}_{ca}\boldsymbol{G}_{ac}\boldsymbol{\phi}_a \tag{14}$$

测振点总的优化原则同样是使测振点的位置能准确地表示系统振型，因此和激振点的优化目标函数形式一样，这里不再赘述。

3 虚拟激/测振点技术

对于具有已知边界条件的模型，为了提高插值精度，采取通过增加虚拟激(测)振点的方式，由于边界条件的已知，这些激(测)振点在 GFT 系统中实际上不存在的。

GFT 系统的激振力$\boldsymbol{f}_e = \boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}_{ea}\boldsymbol{f}_a$，广义力为

$$\boldsymbol{F}_e = \boldsymbol{\phi}^{\mathrm{T}}_e(\boldsymbol{G}^{\mathrm{T}}_{ea}\boldsymbol{f}_a) = (\boldsymbol{G}_{ea}\boldsymbol{\phi}_e)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{f}_a = \boldsymbol{\phi}'^{\mathrm{T}}_a\boldsymbol{f}_a$$

式中，$\boldsymbol{\phi}'_a$ 为由激振点自由度表示的振型通过插值得到的气动网格自由度振型。为了使 GFT 系统的广义力和原系统的广义力相等，插值振型 $\boldsymbol{\phi}'_a$ 与 $\boldsymbol{\phi}_a$ 应该尽量接近，为了保证插值精度，则需要增加激振点个数。例如翼面模型在根部固支，因为所有振型在根部振型分量为 0，如果在根部布置激振点则会减少根部区域的插值误差，大大提高翼面振型插值精度。同时，由于在根部所有振型分量为 0(即固支没有振动)，因此在翼面根部的激振力对系统的广义气动力无贡献，也即该位置激振力不需要物理实现。把这种激振点称为"虚拟激振点"，即这些激振点只是为了增加插值精度，而实际不需要施加激振力。

对于翼面根部固支情况，同样可以在根部增加"虚拟测振点"，这些测振点在实际的系统中不必要存在，增加的目的是提高振型的插值拟合精度，因此在气动力计算及测振点位置优化中是有必要的。由于翼根的振动为 0，这是已知的，是翼面变形的有效信息，虚拟测振点可以利用这些信息更准确地完成翼面变形插值，从而获得更加准确的气动力。示意图如图 2 所示。

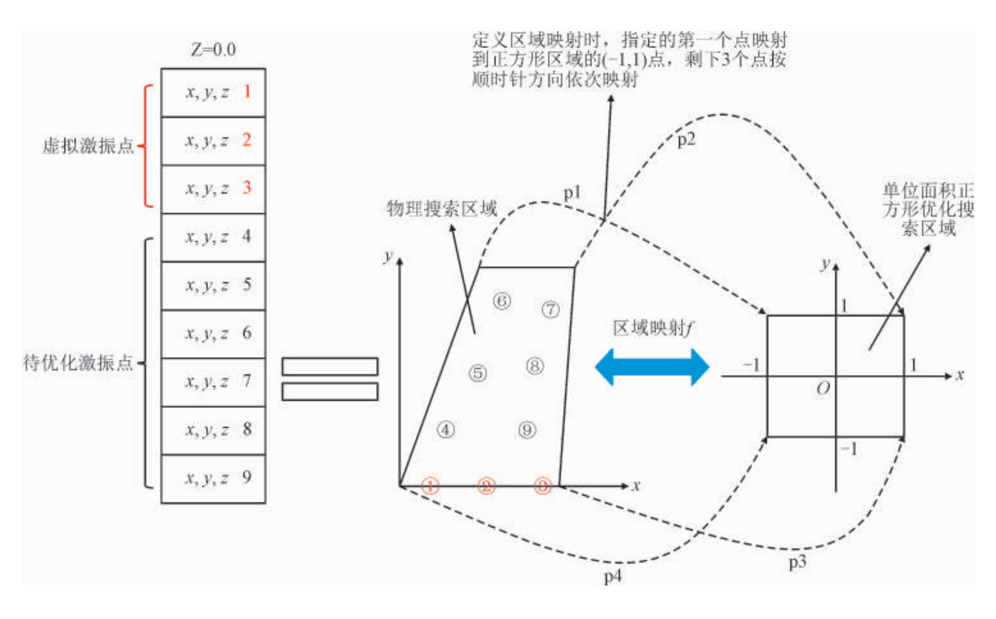


图 2 虚拟激/测振点技术示意图

Fig. 2 Virtual sensor-shaker technology view

4 优化算法及优化流程

选取所有激振点位置坐标构成优化变量 $\boldsymbol{x}$，且 $\boldsymbol{x} = \{x_1, x_2, \cdots, x_n\}$，对于梯形机翼可以将搜索区域投影为正方形区域(见图 2)，构建如下优化问题。

$$\begin{cases} \min f_{\text{obj}} = \dfrac{\sqrt{\sum_j \sum_i \omega_j (\phi'_{aij} - \phi_{aij})^2}}{\sqrt{\sum_j \sum_i \phi^2{}_{aij}}} \\ -1 \leqslant x_i \leqslant 1,\ (i = 1, 2, \cdots, n) \end{cases} \tag{15}$$

采用分群粒子群算法进行优化搜索。相比标准型粒子群算法只存在一个固定惯性因子的搜索群

体，分群粒子群算法将粒子群分成若干个粒子子群，每个子群对应不同的惯性因子，有的子群对应小的惯性因子，有的子群对应大的惯性因子，这样就对各个子群进行了分工，惯性因子小的子群体进行局部搜索，惯性因子大的子群体进行全局搜索。这样做不仅保证了整个群体全局寻优能力，还兼顾了群体的局部搜寻能力，提高了算法的寻优能力。子群内的粒子在设计变量空间内搜寻运动式为

$$\begin{cases} v_{id}^{k+1} = \omega v_{id}^{k} + c_1 r_1 (P_{id} - x_{id}^{k}) + c_2 r_2 (P_{gd} - x_{id}^{k}) \\ x_{id}^{k+1} = x_{id}^{k} + v_{id}^{k+1} \end{cases} \tag{16}$$

式中：v_{id}^{k}、x_{id}^{k}分别为第 k 迭代步第 i 个粒子优化变量空间内第 d 维速度和位置分量；P_{id} 为第 i 个粒子个体最优解；P_{gd} 所有粒子的全局最优解；r_1，r_2 为 0 ~ 1 之间的随机数；c_1 为自我信任因子，c_2 为种群信任因子，一般取 $c_1 = c_2 = 2$；ω 为惯性因子，一般取 0.4 ~ 0.9，数值越小局部搜寻能力越强[15]。

基于广义力相等的 GFT 系统激（测）振点优化流程如下（流程图见图 3）。

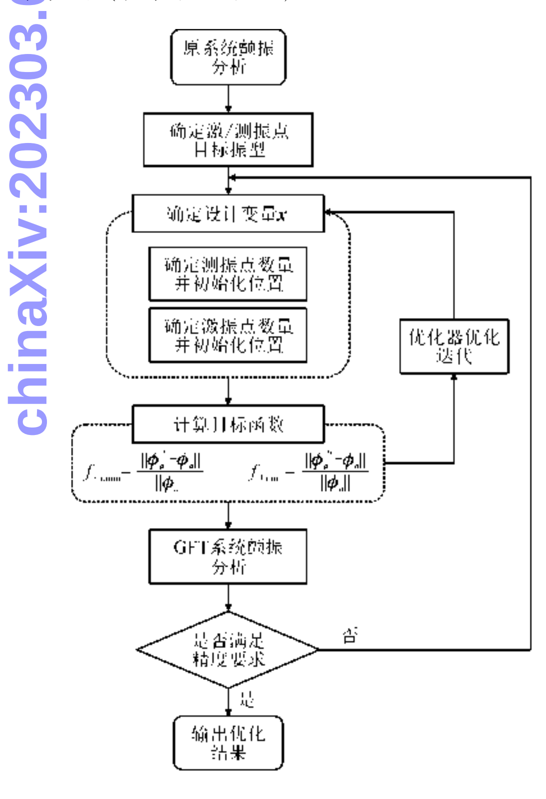


图 3 激/测振点位置优化流程

Fig. 3 Optimization process of sensor-shaker location

1）首先对原结构进行颤振分析，获得颤振分支及各阶模态参与度情况。

2）确定分别用于测振点和激振点优化的目标振型。

3）确定适当的测振点以及激振点数量，并给定其初始位置。

4）分别以测振点位置和激振点位置作为设计变量，以 $f_{\mathrm{obj,min}} = \| \boldsymbol{\phi}_a' - \boldsymbol{\phi}_a \| / \| \boldsymbol{\phi}_a \|$ 和 $f_{\mathrm{obj,min}} = \| \boldsymbol{\phi}_a'' - \boldsymbol{\phi}_a \| / \| \boldsymbol{\phi}_a \|$ 作为目标函数，采用优化算法进行优化。

5）基于激振点和测振点的优化位置，求解 GFT 系统的控制方程，对 GFT 系统进行颤振分析。将分析结果与原始颤振系统进行比较，如果精度满足要求则结束；否则，返回步骤 3）。

5 优化算例与试验验证

选取一个梯形平板机翼开展地面颤振试验研究，对其激（测）振点位置进行优化，机翼外形尺寸如图 4 所示，材料为铝合金。

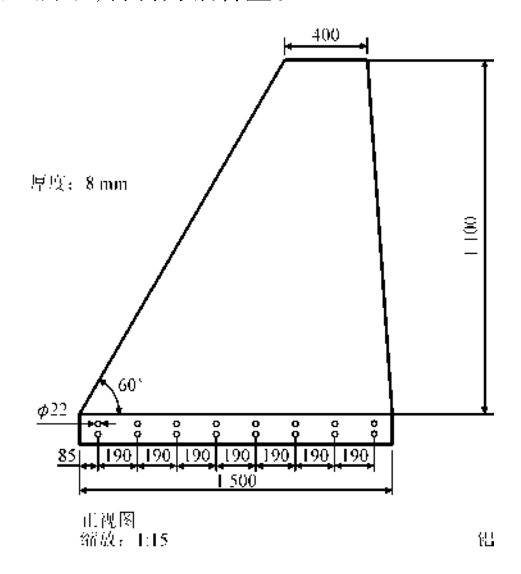


图 4 梯形平板机翼外形

Fig. 4 Trapezoid plate wing

经颤振分析，结构的颤振机理主要为前两阶模态耦合，因此优化过程中选取第 1、2 阶振型作为激振点和测振点的目标振型进行优化，激振点共 7 个，包含 3 个虚拟激振点，位于机翼根部。优化算法采用粒子群算法，优化收敛历程如图 5 所示。可以看出优化目标从优化前的 0.16 变成优化后的 0.036，振型误差降低了 77.5%。优化前后激（测）振点位置如图 6 所示，其详细位置信息如表 1 所示。

对优化后的 GFT 系统进行颤振分析，得到的 V-g 曲线如图 7 所示。可以看出，与和原系统对比，优化后颤振分支和颤振机理保持不变。优化前后 GFT 系统颤振速度和频率对比结果如表 2 所示。优化后

颤振速度误差减少 64%，频率误差减少 70%。验证了优化方法的有效性。

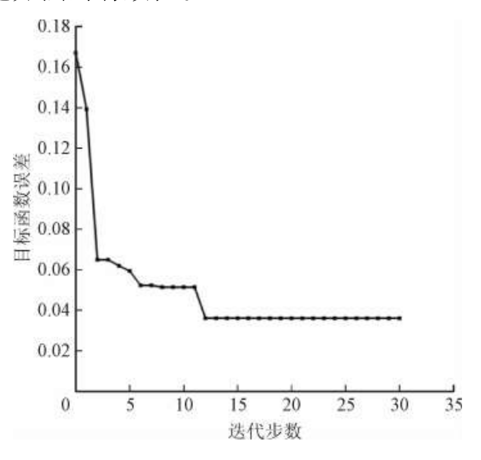


图 5　优化收敛历程

Fig. 5　Optimization convergence course

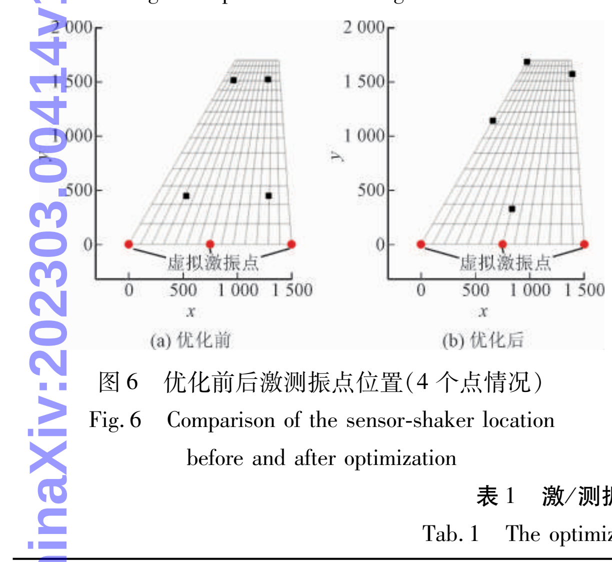


图 6　优化前后激测振点位置(4 个点情况)

Fig. 6　Comparison of the sensor-shaker location before and after optimization

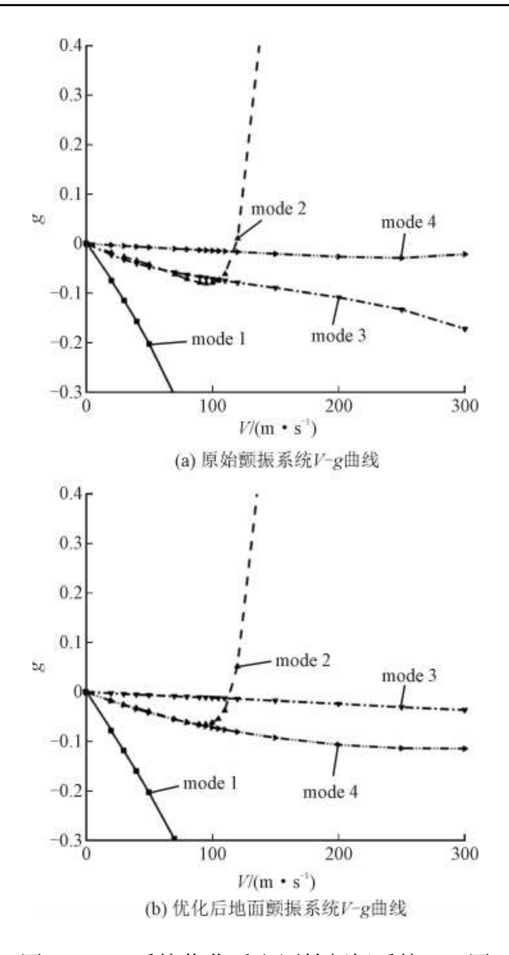


图 7　GFT 系统优化后和原始颤振系统 V-g 图

Fig. 7　The V-g curve of the GFT-system and original flutter system

表 1　激/测振点位置优化计算结果

Tab. 1　The optimizing location for sensor-shaker

激振点编号	激振点优化前的位置坐标			激振点优化后的位置坐标		
	x	y	z	x	y	z
1	966.0	1 514.5	0.0	836.38	327.63	0.0
2	1 283.2	1 521.9	0.0	1 390.27	1 573.64	0.0
3	1 289.7	447.7	0.0	973.57	1 686.09	0.0
4	530.9	445.8	0.0	660.31	1 143.55	0.0
振型误差		0.16			0.036	
优化效果	振型误差降低了[(0.16 −0.036)/0.16]×100% =77.5%					

表 2　优化前后系统颤振速度和频率对比

Tab. 2　Comparison of frequency and flutter speed before and after optimization

参数	原系统	GFT 系统		误差减少/%
		优化前	优化后	
颤振速度/(m·s^{-1})	118.56	130.63	114.24	64
颤振频率/Hz	9.27	10.45	9.62	70

基于前述铝合金机翼模型，利用获得的优化后激/测振点位置，搭建了地面颤振试验系统，开展地面颤振试验研究。试验现场如图 8 所示。实时气动力解算模块采用频域气动力时域拟合方法构建时域气动力模型；采用子空间辨识方法中的 N4SID 算法，辨识获取系统的状态空间模型进行加载系统建模。

试验过程中，通过不断调整测试来流速度的方式进行试验，观察结构响应收敛和发散情况。当试

验速度达到 127.21 m/s 时，系统响应出现失稳临界状态，如图 9 所示，对应振动频率为 8.45 Hz。此时认为系统达到颤振临界状态，对应的测试速度和响应的主频率成分即对应结构的颤振速度和颤振频率。



图 8　GFT 试验现场

Fig. 8　GFT test site

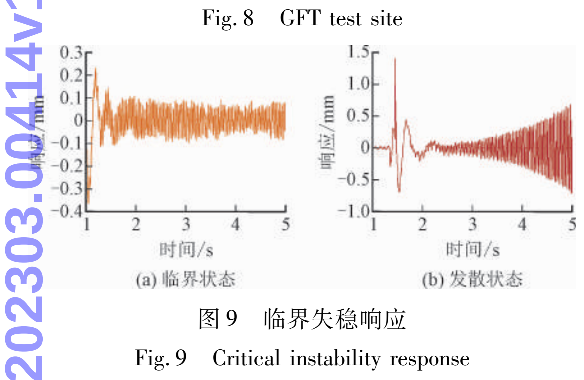


图 9　临界失稳响应

Fig. 9　Critical instability response

将地面颤振结果与原始颤振分析结果对比，试验的颤振速度误差为 7.3%，颤振频率误差为 8.8%，基于优化后的地面气动力构建的地面颤振试验成功地实现对结构的颤振边界的测试，结果的误差在工程接受范围，证明了本研究提出的气动力模型重构方法的正确性。

6　结　论

本研究平板机翼 GFT 系统激/测振点位置优化计算实例验证了优化方法的有效性，得到主要结论如下。

1) 以广义力相等作为优化目标考虑了原系统的颤振机理，通过构建加权系数，能够保证颤振分支和颤振机理不发生变化，且计算量较基于颤振边界等效方法小。

2) 虚拟激/测振点技术能够提高振型插值精度，同时有效减少激/测振点的个数。

3) 基于分群粒子群优化算法的激/测振点位置优化使得插值点位置分布更合理，从而提高 GFT 系统的预测精度。

4) 基于本研究方法重构的气动力构建的地面颤振试验系统，开展了结构颤振边界测试，试验结果与分析结果吻合较好，验证了方法的正确性。

参考文献

[1] 王彬文. 飞行器地面颤振预估与验证技术研究[D]. 西安：西安交通大学，2019.

[2] KEARNS J P. Flutter simulation[R]. AD-650981, 1967: 120-126.

[3] KARKLE P, SMYSLOV V. Electromechanical simulation method in dynamic aeroelasticity – Usage experience and future trends[C]//International Forum on Aerolasticity and Structural Dynamics. Stockholm, Sweden: Springer, 2007: 5-10.

[4] ZENG J, KINGSBURY D, RITZ E, et al. Gvt-based ground flutter test without wind tunnel[C]//Proceedings of the 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Stuctures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver, Colorado: AIAA, 2011.

[5] ZENG J, CHEN P C, RITZ E, et al. Ground vibration test identified structure model for flutter envelope prediction[C]//Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Minneapolis, Minnesota: AIAA, 2012.

[6] 潘树祥，齐丕骞. 地面模拟热颤振试验研究[J]. 强度与环境，1984, 12(2): 10-14.
PAN Shuxiang, QI Piqian. Studies on ground thermo-flutter simulation test[J]. Structure and engineering environment, 1984, 12(2): 10-14(in Chinese).

[7] 许云涛，吴志刚. 地面颤振模拟试验中的非定常气动力模拟[J]. 航空学报，2012, 33(11): 1947-1957.
XU Yuntao, WU Zhigang. Simulation of the unsteady aerodynamic forces for ground flutter simulation test[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica, 2012, 33(11): 1947-1957(in Chinese).

[8] SONG Qiaozhi, YANG Zhichun. Robust control of exciting force for vibration control system with multi-exciter[J]. Science China technological sciences, 2013, 56(10): 2516-2524.

[9] WU Z G, CHU L F, YUAN R Z. Studies on aeroservoelasticity semi-physical simulation test for missiles[J]. Science China technological sciences, 2012, 55(1): 1-7.

[10] WU Zhigang, ZHANG Renjia. Aeroelastic semiphysical simulation and wind-tunnel testing validation of a fin-actuator system[J]. Journal of aircraft, 2017, 54(1): 235-245.

[11] JUYEON L, JONGHWAN K. Computation of unsteady aerodynamic forces in the time domain for gvt-based ground flutter test[J]. Journal of aerospace system engineering, 2016, 10(1): 29-34.

[12] 杨超. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2016.

[13] 管德. 飞行器气动弹性力学手册[M]. 北京：航空工业出版社，1994.

[14] HARDER R L, DESMARAIS R N. Interpolation using surface splines[J]. AIAA journal, 1972, 9(2): 189-191.

[15] 黎伟明. 粒子群优化算法研究及在气动力优化设计中的应用[D]. 西安：西北工业大学，2009.

（编辑　黄崇亚）